

バイオエタノール・ロケットエンジンシステム検討 と課題

著者	中田 大将, 東野 和幸
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書
巻	2012
ページ	56-59
発行年	2013-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008807

バイオエタノール・ロケットエンジンシステム検討 と課題

著者	中田 大将, 東野 和幸
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書
巻	2012
ページ	56-59
発行年	2013-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008807

バイオエタノール・ロケットエンジンシステム検討と課題

○ 中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 特任助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. 概要

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、バイオエタノールを燃料とする再使用型ロケットの基礎研究を進めている。将来の再使用型往還機においてどのような形態が現実的であるか、サイクル計算を含むシステム検討を行った。

2. 仕様

仕様としては、JAXA 調布において提案されている2段式垂直離陸・水平着陸型往還機を想定する[1,2]。表1に代表的な要求仕様を示す。ブースター段では表記のスペックのエンジンを5機クラスターとして用いる。

表1 二段式往還機の要求仕様

	ブースター	オービター
推力, kN	2453-2780	236
比推力, s	315	320
出口直径, m	2.2	1.8
再使用回数	200	200

これらの仕様を満たすような燃焼室圧力、O/Fなどを決定する。また、得られた仕様における技術的課題等についてこれまでの基礎研究の成果から提言を行う。

3. システム解析

エタノールでは等量比付近の O/F を用いない限り、所定の水準の性能を発揮しない。また、膨張比はブースター段で約 30、オービター段では約 50 以上なければ比推力要求を満たさない。出口径に制限があるため、膨張比を大きく取るとスロート径が小さくなって推力要求を満たさない。このため、比推力要求と推力要求の双方を同時に満たすように膨張比を決定する必要がある。図1で示すピンクの帯の領域が推力要求を満たす範囲であり、かつ灰色の縦線よりも右側が比推力要求を満たす範囲である。このようなプロセスを経て、燃焼室圧 11 MPa、膨張比 30 程度が適切な作動点として選定した。オービターについても同様に燃焼室圧 5 MPa、膨張比 100 程度を選定した。諸元について表2に示す。再生冷却によりノズル壁面温度が 850 K を超えないような（最も厳しいのはスロート部である）設計が可能であるかどうか注目される。エタノールでは 550 K 付近で密度等の物性が大きく変化するため、500 K 程度以上まで昇温させることはサーマルスパイク等を引き起こす危険性があり望ましくない。このため、現時点では有効な昇温幅はせいぜい 200 度程度 (300-500 K) であると考えられている。比熱についても水素より小さいことから、エタノールで担保できる吸熱量は決して大きくない。

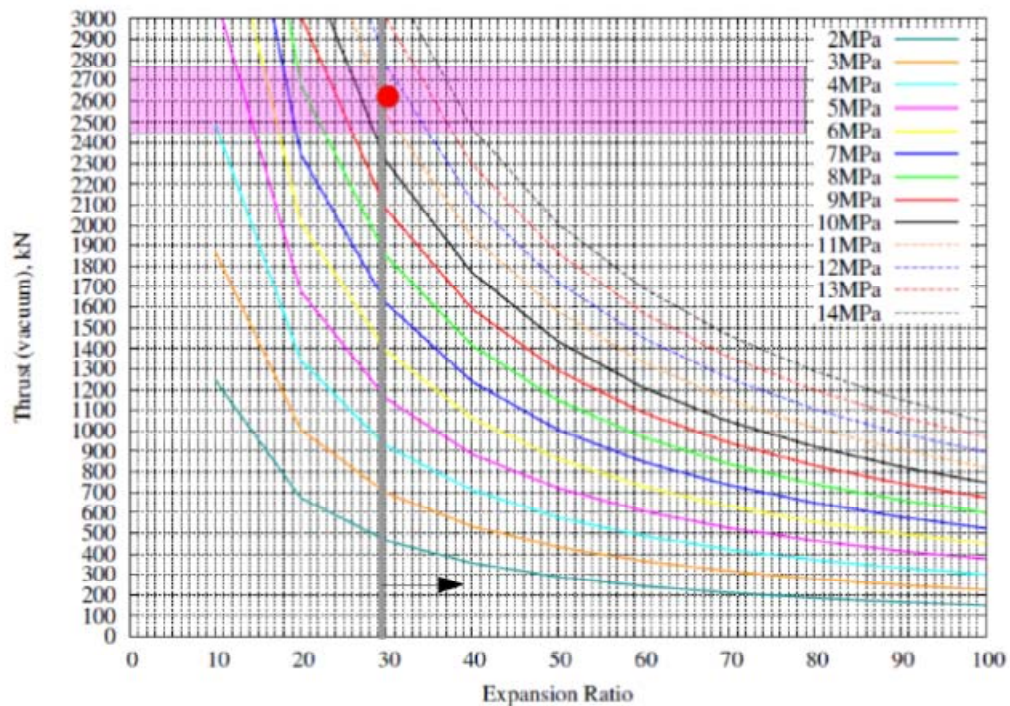


図1 P_c と膨張比が推力に及ぼす影響(ブースター)

表2 燃焼室定格一覧

		ブースター	オービター
主燃焼室圧	P_c , MPa	11	5
主燃焼室温度	T_c , K	3510	3415
特性速度	C^* , m/s	1738	1725
推力係数(海面上)	CF_{sea}	1.822	1.974
推力係数(真空中)	CF_{vac}	1.932	2.055
比推力(海面上)	Isp_{sea} , s	323.2	347.4
比推力(真空中)	Isp_{vac} , s	342.7	361.7
出口径	D_e , m	2.2	1.8
膨張比	ϵ	30	100
スロート径	D_t , m	0.4017	0.1800
推力(海面上)	F_{sea} , kN	2539.5	251.1
推力(真空中)	F_{vac} , kN	2692.8	261.5
主燃焼室流量	m_{tot} , kg/s	802.0	73.8
主燃焼室燃料流量	m_{fu} , kg/s	286.4	26.3
主燃焼室酸化剤流量	m_{ox} , kg/s	515.6	47.4

本解析では Baltz の式および Dittus-Boelter 式により燃焼室側および冷却管側の熱伝達係数を推定すると共に、Swamee-Jean 式によって管摩擦係数を求め圧損を計算した。過去の検討例[3]では冷却性能を主に解析されていたが、本検討では圧損と冷却性能のトレードオフについて言及している。長方形断面のアスペクト比を様々にふった結果、 $h/b = 3.0$ 程度において両者がバランスする妥当な作動点が存在することが確認された。この際のスロート温度は 850 K 程度となり、圧損は 3 MPa 弱となる。また、疲労による寿命予測推定では 400 回程度の繰り返し使用が可能であることが示唆された。

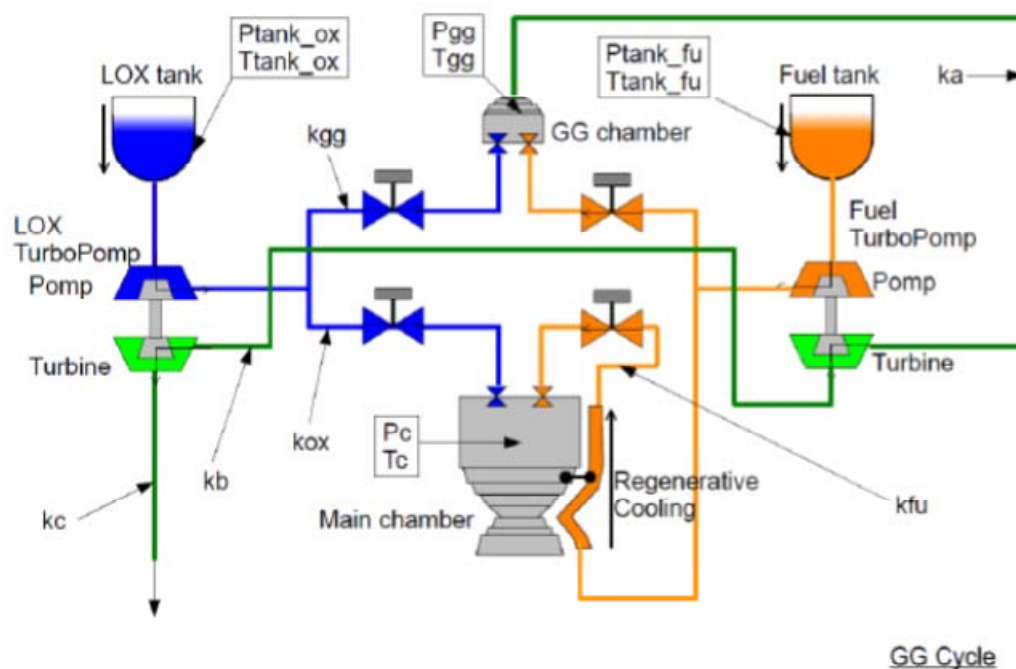


図2 GG サイクル検討例(サイクル図)

図2のような GG サイクルを想定し、ブリード比がどの程度になるかについて簡易計算を行った。各配管・バルブでの圧損を固定値とし、NPSH の観点からタンク圧を燃料・酸化剤とも 0.3MPa とした。タービン効率・ポンプ効率はいずれも 0.7 とした。一連のイタレーションを行うと、燃料側タービン圧力比が 5 程度の時にブリード比 0.023 程度でシステム成立することがわかる。この場合のエンジン諸元は表3のようになり、システム比推力は I_{sp} 効率 0.97 を仮定してもなお要求仕様を満たしている。

このような解析を GG サイクルの他、エキスパンダー、エキスパンダーブリード、二段燃焼サイクルのそれぞれに対しても行い、いずれもシステムが成立する点が存在することを確認した。特に言及すべき点として、ブースター段のエキスパンダーサイクルは成立せず、エキスパンダーブリードサイクルについてはぎりぎり成立することである。この場合、15 kg のエタノール(全体の 5.2%に相当)をブリード流量として用い、200 K の昇温幅でシステム成立する。今後タービン効率やポンプ効率の低下等によりシステム成立性が厳しい場合には、燃焼室圧力を上げることで対応できる。

表3 GG サイクルの場合の諸元

	ブースター	オービター
Fuel 側タービン圧力比	5.2	4.4
OX 側タービン圧力比	5.6	3.0
GG O/F	0.06	0.04
ブリード比	0.023	0.011
主燃焼室流量, kg/s	802.0	73.8
ブリード流量, kg/s	18.4	0.81
システム流量, kg/s	820.4	74.6
チャンバ比推力(真空), s	342.7	361.7
システム比推力(真空), s	335.0	357.8

4. 技術的課題

これまでの実験研究により定常燃焼特性・冷却特性としては特筆される問題はない．インジェクターについては衝突型で対応可能である．今後の課題としておよび起動・カットオフシーケンスの確立，ターボポンプにおける軸受冷却・潤滑特性の把握・検証，Oリングに対する腐食問題の解決等があげられる．

参考文献

- [1] 室蘭工大 B040 将来輸送系リファレンスシステムの推進系に関する研究（JAXA共同研究）
- [2] 石本，沖田 再使用型輸送システムの構想と研究状況，JSASS2012-4518
- [3] 笹山，再使用型ロケットエンジンの再生冷却に影響する冷却剤の化学的挙動に関する研究，室蘭工業大学博士論文，2011 年 3 月